

文章编号: 1674-8190(2025)04-116-09

气动式座舱压力调节器高原机场适应性设计研究

薛兆明, 王江辉, 王凯祥

(中国航空工业集团新乡航空工业(集团)有限公司 研发设计院, 新乡 453002)

摘 要: 战斗机典型气动式座舱压力调节器在高原机场条件下使用时存在座舱压力变化速率过大的问题。提出一种在排气活门控制腔上增加一个由高速电磁活门控制的排气旁路解决方案, 分析该方案的工作原理, 建立座舱压力调节系统的数学模型, 设计座舱增压速率控制律, 在 MATLAB/Simulink 软件平台上进行高原机场条件下座舱压力调节系统动态特性计算, 并开展地面模拟试验。结果表明: 通过合理的座舱增压速率控制律设计, 高速电磁活门既可以实现增压飞行过程中座舱增压速率的有效控制, 又可以实现高原机场着陆阶段座舱减压速率的有效控制。

关键词: 气动式座舱压力调节器; 座舱压力调节系统; 高原机场; 高速电磁活门

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.04.12

Adaptability design and study of pneumatic cabin pressure regulator for high-altitude airports

XUE Zhaoming, WANG Jianghui, WANG Kaixiang

(R&D and Design Institute, AVIC Xinxiang Aviation Industry (Group) Co., Ltd., Xinxiang 453002, China)

Abstract: In response to the problem of excessive cabin pressure rate of change when using typical pneumatic cabin pressure regulators for fighter jets under high-altitude airport conditions, this paper proposes a solution to add an exhaust bypass controlled by a high-speed solenoid valve to the outflow valve control chamber. The working principle of this solution is analyzed, a mathematical model of the cabin pressure regulation system is established, and a control law for cabin pressure increase and decrease rate is designed. The dynamic characteristics of the cabin pressure regulation system under high altitude airport conditions are calculated on the MATLAB/Simulink software platform, and ground simulation tests are conducted. The results show that through a reasonable design of the cabin pressure increase and decrease rate control law, the high-speed solenoid valve can effectively control the cabin pressure increase rate during the pressurized flight process and the cabin pressure decrease rate during the landing stage of the high-altitude airport.

Key words: pneumatic cabin pressure regulator; cabin pressure regulation system; high-altitude airport; high-speed solenoid valve

收稿日期: 2024-01-09; 修回日期: 2024-03-26

通信作者: 薛兆明(1976—), 男, 学士, 研究员级高级工程师。E-mail: 1727540805@qq.com

引用格式: 薛兆明, 王江辉, 王凯祥. 气动式座舱压力调节器高原机场适应性设计研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(4): 116-124.

XUE Zhaoming, WANG Jianghui, WANG Kaixiang. Adaptability design and study of pneumatic cabin pressure regulator for high-altitude airports[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(4): 116-124. (in Chinese)

0 引言

座舱压力调节器通过控制座舱的排气量实现座舱压力及其变化速率的控制,以保证飞机的结构安全和乘员的舒适^[1-2]。气动式座舱压力调节器以空气为信息传递介质,通过感压元件和弹性元件实现力的传递,达到调节座舱排气量的目的^[3]。此类压调器在20世纪50年代诞生,经历多年迭代,于20世纪70年代成型,由于其结构成熟、体积小、重量轻、响应迅速,能够适应战场复杂的电磁环境,受到了广泛的青睐^[4-6]。目前,国内外战斗机仍然以气动式座舱压力调节器为主^[7]。

我国战斗机上装备的典型气动式座舱压力调节器普遍采用的座舱压力制度为:当飞行高度 $<2\,400\text{ m}$ 时,座舱压力与大气压力保持一致;当飞行高度 $\geq 2\,400\text{ m}$ 且 $<7\,000\text{ m}$ 时,座舱压力保持在 75.6 kPa ,即座舱高度保持在 $2\,400\text{ m}$;当飞行高度 $\geq 7\,000\text{ m}$ 时,座舱余压保持在 34.5 kPa ^[8]。

由战斗机典型座舱压力制度可知,当战斗机在海拔高度大于 $2\,438\text{ m}$ 及以上的高原机场^[9]起降时,起降阶段座舱存在余压,且座舱余压随起降机场高度的增加而增加。座舱余压的存在导致:在起飞阶段,当座舱开始增压时,若座舱压力由外界大气压力直接增压至 75.6 kPa ,座舱的增压速率会比较大;在着陆阶段,当座舱开始减压时,若座舱压力由 75.6 kPa 直接减压至外界大气压力,座舱的减压速率也会比较大。而过大的座舱增减压速率会导致飞行员出现不同程度的“压耳”问题,“压耳”问题不仅影响飞行员舒适性,严重时还会造成飞行员骨膜破裂,听力受损^[10-14]。因此,需要对高原机场起降过程中的座舱增减压速率进行有效的控制,以保证飞行员的舒适。

从气动式座舱压力调节器诞生至今,飞行员“压耳”问题一直是困扰战斗机座舱压力调节系统的关键问题。造成飞行员“压耳”问题的原因主要是短时间内座舱供排气流量不匹配,导致座舱压力的快速变化。基于技术封锁的原因,国外鲜有关于此类问题研究的报道。在国内,吴豪等^[3]通过分析排气活门小腔对快速调压能力的影响,给出了提升排气活门响应速度的设计建议,但仅通过提高排气活门的响应速度无法解决高原机场起降过程中的座舱增减压速率有效控制的问题。减震器^[1-2]利用其控制的活门,在控制腔压力迅速增加

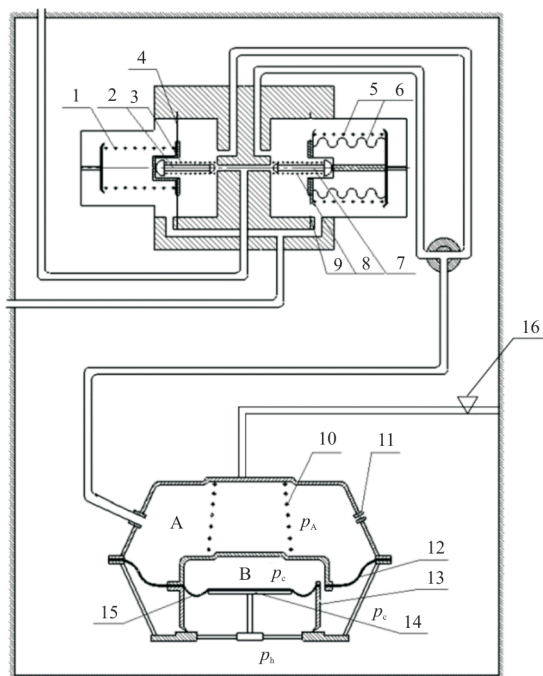
时附加放气,可以在一定程度上解决座舱增压速率过大的问题,但无法解决座舱减压速率过大的问题,因此,减震器也无法完全满足战斗机在高原机场起降阶段的座舱增减压速率控制的需求,且结构复杂。白海云^[10]针对某型飞机座舱压力调节系统高原起降的使用需求,给出了压力制度的设计方案和正向设计方法,并未从压力调节器结构层面给出解决方案。另外,未来飞机座舱智慧化转型是必然趋势^[15],气动式座舱压力调节器必须增加电子控制单元以满足飞机智慧座舱的构建需求。

本文在充分保持原有典型气动式座舱压力调节器结构和压力制度的基础上,提出一种在排气活门控制腔上增加一个由高速电磁活门控制的排气旁路解决方案,分析该方案的工作原理,建立座舱压力调节系统的数学建模,设计座舱增减压速率控制律,在MATLAB/Simulink软件平台上进行高原机场条件下座舱压力调节系统动态特性计算,并开展地面模拟试验。

1 排气旁路解决方案

针对战斗机在高原机场起降阶段的座舱增减压速率控制的需求,本文提出的解决方案如图1所示,由排气活门、绝压控制机构、余压控制机构和高速电磁活门组成。座舱内空气经定径孔11进入到排气活门的控制腔A中,控制腔通过管道分别与绝压控制机构的左腔、余压控制机构的右腔和高速电磁活门16相连,进入到控制腔中的空气可经绝压调节活门7、余压调节活门2、高速电磁活门16通向外界大气;座舱不供气时,排气活门13在弹簧10预紧力和重力作用下而关闭;座舱供气后,在高原机场起飞阶段,当战斗机速度小于某值时,高速电磁活门16打开,座舱内空气经定径孔11进入到排气活门的控制腔中,经打开的高速电磁活门16通向外界大气,使排气活门控制腔与外界大气相通。由于定径孔11的限流作用,使控制腔的压力增加速度比座舱压力增加速度要小,当膜片12上、下的压力差超过某值时,排气活门13打开排气;当战斗机速度达到某值时,高速电磁活门16关闭,座舱由自由通风状态转至增压状态,座舱压力随高度按座舱压力制度变化。在增压飞行过程中,当座舱增压速率超过设计阈值时,高速电磁活门16打开以增加控制腔的排气量,膜片12上、下

的压力差迅速增加,排气活门 13 迅速打开以增加座舱的排气量,从而限制了座舱增压速率。在高原机场着陆阶段,当战斗机速度小于某值时,高速电磁活门 16 打开,座舱由增压状态转换至自由通风状态,座舱开始减压;当座舱减压速率超过设计阈值时,高速电磁活门 16 关闭以减小控制腔排气量,膜片 12 上、下的压力差迅速减小,排气活门 13 迅速关小以减小座舱的排气量,从而限制了座舱减压速率。



注: 1、3、5、8、10 为弹簧; 4、12、15 为膜片; 2 为余压调节活门; 7 为绝压调节活门; 6 为真空波纹管; 11 为定径孔; 13 为排气活门; 14 为支承台; 16 为高速电磁活门。

图 1 设计方案原理图

Fig. 1 Design scheme schematic diagram

因此,凭借高速电磁活门响应迅速、控制方便的优点^[16],通过控制高速电磁活门的开关,既可以实现增压飞行过程中座舱增压速率的控制,又可以实现高原机场着陆阶段座舱减压速率的控制。

2 座舱压力调节系统的动态数学模型

为了计算战斗机在高原机场起降和增压飞行过程中座舱压力的动态特性,建立座舱压力调节系统的动态数学模型。

2.1 座舱压力的动态数学模型

在建立座舱压力的动态数学模型时,作出以

下假设:座舱容积不变;在座舱压力调节过程中,座舱内空气的温度保持不变;座舱内空气的压力和温度均在常温常压范围内,座舱内的空气作为理想气体来处理,其压力、温度和容积满足理想气体状态方程;座舱的空气泄漏量相对于座舱的供、排气量很小,不足以影响座舱压力控制系统的工作,予以忽略^[17-18]。

根据理想气体状态方程可得座舱压力的动态数学模型^[17-18]为

$$\frac{V_c}{RT_c} \frac{dp_c}{d\tau} = G_K - G_B \quad (1)$$

式中: p_c 为座舱压力; V_c 为座舱容积; T_c 为座舱空气温度; R 为理想气体常数,对空气取 $287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; G_K 为座舱供气量; G_B 为座舱排气量。

2.2 排气活门控制腔压力的动态数学模型

与建立座舱压力的动态数学模型不同,在建立排气活门控制腔压力的动态数学模型时,不能忽略控制腔容积的变化。根据理想气体状态方程可得控制腔压力的动态数学模型为

$$\frac{V_A}{RT_A} \frac{dp_A}{d\tau} = G_d - G_1 - G_2 - G_3 - G_V \quad (2)$$

式中: p_A 为控制腔压力; V_A 为控制腔容积; T_A 为控制腔内空气温度; G_d 为经定径孔 11 进入到控制腔的空气流量; G_1 、 G_2 和 G_3 分别为经绝压调节活门 7、余压调节活门 2 和高速电磁活门 16 流出到外界大气的空气流量; G_V 为由控制腔容积变化而引起的容积当量流量。

$$G_V = \frac{p_A}{RT_A} \frac{dV_A}{d\tau} \quad (3)$$

控制腔容积 V_A 与排气活门开度 l_B 的关系可近似^[11]为

$$V_A = \alpha l_B^2 + \beta l_B + \gamma \quad (4)$$

式中: α 、 β 、 γ 根据排气活门结构确定; l_B 为排气活门开度。

2.3 排气活门运动的数学模型

根据牛顿第二定律,忽略排气活门的流体动力,可得排气活门运动的数学模型为

$$m_B \frac{d^2 l_B}{d\tau^2} + c_B \frac{dl_B}{d\tau} + K_B l_B = A_M (p_c - p_A) - W_B^* - F_{s0} \quad (5)$$

式中: m_B 为排气活门可动部分质量; c_B 为排气活门

阻尼系数; K_B 为排气活门弹簧10的刚度; A_M 为排气活门膜片12的有效面积; F_{s0} 为排气活门弹簧10的预紧力; W_B^* 为排气活门可动部分重力。

2.4 绝压调节活门运动的数学模型

根据牛顿第二定律,忽略绝压调节活门的流体动力,得到绝压调节活门运动的数学模型为

$$m_1 \frac{d^2 l_1}{d\tau^2} + c_1 \frac{dl_1}{d\tau} + K_{10} l_1 = p_A A_{M1} + K_{10} l_{10} - (F_{s50} - F_{s80}) \quad (6)$$

式中: m_1 为绝压调节活门质量; c_1 为绝压调节活门阻尼系数; K_{10} 为弹簧5、弹簧8和真空波纹管6的刚度之和; l_1 为绝压调节活门开度; l_{10} 为绝压调节活门的最大开度; A_{M1} 为真空波纹管6的有效面积; F_{s50} 为弹簧5的预紧力; F_{s80} 为弹簧8的预紧力。

2.5 余压调节活门运动的数学模型

根据牛顿第二定律,忽略余压调节活门的流体动力,得到余压调节活门运动的数学模型为

$$m_2 \frac{d^2 l_2}{d\tau^2} + c_2 \frac{dl_2}{d\tau} + K_{20} l_2 = A_{M2} (p_A - p_h) - (F_{s10} - F_{s30}) \quad (7)$$

式中: m_2 为余压调节活门质量; c_2 为余压调节活门阻尼系数; K_{20} 为弹簧1和活门弹簧3的刚度之和; l_2 为绝余压调节活门开度; A_{M2} 为膜片4的有效面积; F_{s10} 为弹簧1的预紧力; F_{s30} 为活门弹簧3的预紧力。

2.6 高速电磁活门运动的数学模型

在建立高速电磁活门运动的数学模型时,将其简化为一个惯性环节^[19]。

$$\frac{l_3}{l_{3r}} = \frac{1}{\tau_3 s + 1} \quad (8)$$

式中: l_3 为高速电磁活门的开度; l_{3r} 为高速电磁活门开度的指令值; τ_3 为高速电磁活门的机电时间常数。

2.7 高速电磁活门控制律设计

根据人体生理要求^[8],在高原机场起飞和增压飞行过程中,为实现对座舱增压速率的快速跟踪

控制,高速电磁活门的控制律采用的滞环比较器^[20]如图2所示,当座舱增压速率大于500 Pa/s时,高速电磁活门打开,当座舱增压速率小于450 Pa/s时,高速电磁活门关闭。在高原机场着陆过程中,为实现对座舱减压速率的快速跟踪控制,高速电磁活门的控制律采用的滞环比较器如图3所示,当座舱减压速率小于-1 000 Pa/s时,高速电磁活门关闭,当座舱减压速率大于-950 Pa/s时,高速电磁活门打开。

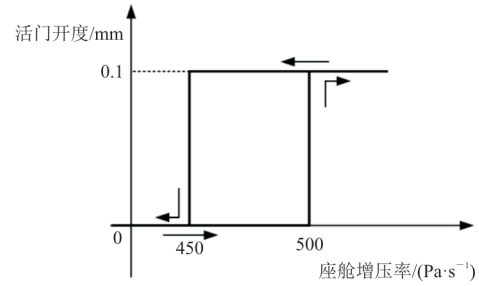


图2 座舱增压速率控制滞环比较器
Fig. 2 Hysteresis comparator for cabin pressurization rate control

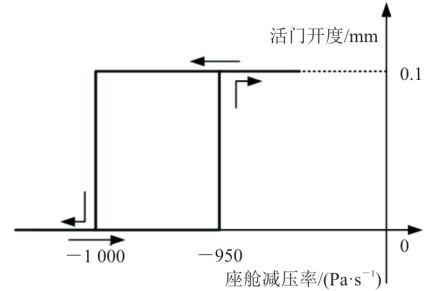


图3 座舱减压速率控制滞环比较器
Fig. 3 Hysteresis comparator for cabin decompression rate control

在座舱增减压速率控制律设计时,增加一定的滞环,可以防止高速电磁活门在设置的座舱增减压速率附近来回振荡,提高系统的抗干扰能力。

2.8 活门流量的计算

式(1)和式(2)中, G_B 、 G_d 、 G_1 、 G_2 和 G_3 的计算均采用流动为绝热过程的喷嘴流量计算公式^[21-22],以 G_B 的计算为例有:

$$G_B = \begin{cases} \mu_B F_B \frac{0.156 p_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\left(\frac{p_h}{p_c}\right)^{1.43} - \left(\frac{p_h}{p_c}\right)^{1.71}} & \left(\frac{p_h}{p_c} > 0.528\right) \\ \mu_B F_B \frac{0.040 4 p_c}{\sqrt{T_c}} & \left(\frac{p_h}{p_c} \leq 0.528\right) \end{cases} \quad (9)$$

式中: μ_B 为排气活门流量系数; F_B 为排气活门的流

通面积; p_h 为外界大气压力。

3 仿真计算及结果分析

利用建立的座舱压力调节系统的动态数学模型,在 MATLAB/Simulink 软件平台上进行仿真计算。

3.1 仿真计算条件

1) 座舱压力调节系统的参数

座舱压力调节系统的参数如表 1 所示。

表 1 座舱压力调节系统的参数

Table 1 Parameters of cabin pressure regulation system

序号	参数	数值
1	座舱容积/ m^3	2
2	座舱空气温度/K	298
3	排气活门直径/m	0.085
4	排气活门可动部分质量/kg	0.121
5	膜片 12 有效面积/ m^2	0.013 9
6	弹簧 10 刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	170
7	弹簧 10 预紧力/N	4
8	定径孔直径/m	0.000 6
9	排气活门阻尼系数/ $[\text{N}\cdot(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})^{-1}]$	150
10	绝压调节活门质量/kg	0.053 8
11	绝压调节活门阻尼系数/ $[\text{N}\cdot(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})^{-1}]$	20
12	真空波纹管有效面积/ m^2	0.000 616
13	真空波纹管刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	2 000
14	弹簧 5 刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	1 000
15	弹簧 5 预紧力/N	50.5
16	弹簧 8 刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	750
17	弹簧 8 预紧力/N	2.625
18	绝压调节活门孔直径/m	0.002 8
19	绝压调节活门直径/m	0.003 8
20	绝压调节活门最大开启量/m	0.000 6
21	余压调节活门质量/kg	0.008
22	余压调节活门阻尼系数/ $[\text{N}\cdot(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})^{-1}]$	8
23	膜片 4 有效面积/ m^2	0.000 961
24	弹簧 1 刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	2 000
25	弹簧 1 预压缩力/N	33.65
26	弹簧 3 刚度/ $(\text{N}\cdot\text{m})$	670
27	弹簧 3 预压缩力/N	1.665
28	余压调节活门孔直径/m	0.002 8
29	余压调节活门直径/m	0.003 8
30	余压调节活门的最大开启量/m	0.000 6
31	高速电磁活门机电时间常数/s	0.01
32	高速电磁活门孔直径/m	0.003
33	高速电磁活门直径/m	0.004
34	高速电磁活门的最大开启量/m	0.000 1

2) 飞行剖面

飞行剖面如图 4 所示,起降机场的高度为 4 000 m,巡航高度为 18 000 m,15 s 时,战斗机开始以 100 m/s 的垂直速率爬升;35 s 时,爬升至 6 000 m;平飞 15 s 后,继续以 100 m/s 的垂直速率爬升;90 s 时,爬升至 10 000 m;平飞 15 s 后,继续以 100 m/s 的垂直速率爬升;185 s 时,爬升至巡航高度 18 000 m;平飞 20 s 后,开始以 150 m/s 的垂直下降速率下降;298 s 时,战斗机着陆;325 s 时,飞行结束。

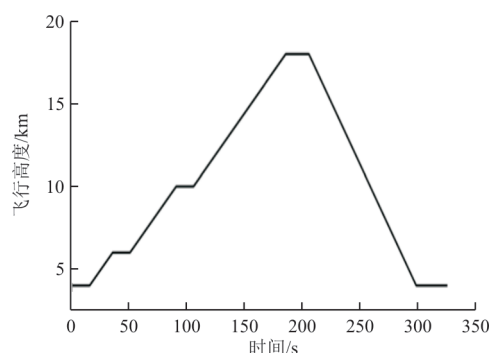


图 4 飞行剖面

Fig. 4 Flight profile

3) 座舱供气量剖面

根据飞参数据中座舱供气量变化比较严酷的情况,设计的座舱供气量剖面如图 5 所示,座舱正常的供气量为 450 kg/h,在 6 000 和 10 000 m 高度上,分别进行了两次座舱供气量冲击试验,座舱供气量在 2 s 内由 450 kg/h 增加至 900 kg/h,然后再在 2 s 内由 900 kg/h 减小至 450 kg/h。

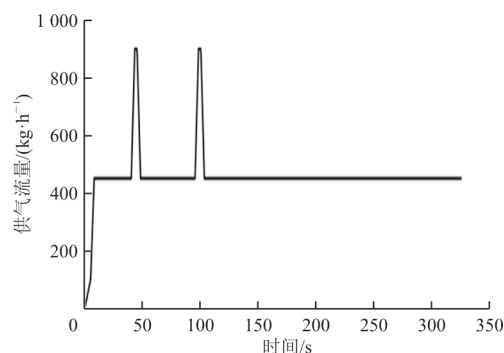


图 5 座舱供气量剖面

Fig. 5 Cabin air inflow profile

3.2 仿真计算结果的评价标准

仿真计算结果的评价标准为《座舱压力制度生理要求》,标准规定:歼击机、轰炸机的座舱增压

率的生理限值为 660 Pa/s , 座舱减压率的生理限值为 $1\,330 \text{ Pa/s}$ [23]。

3.3 结果及分析

飞行剖面 and 座舱供气量剖面的条件下, 座舱压力、座舱压力变化率、排气活门开度、绝压和余压调节活门开度和高速电磁活门开度的仿真计算结果分别如图6~图10所示。仿真计算结果表明:

1) 在高原机场起飞阶段, 座舱压力由外界大气压力逐渐增压至 75.6 kPa (如图6所示), 在增压过程中, 因座舱压力小于压力制度要求的理论座舱压力值, 绝压调节活门关闭 (如图9所示), 排气活门开度逐渐减小 (如图8所示), 座舱开始增压, 增压速率由高速电磁活门控制; 当增压速率大于 500 Pa/s 时, 高速电磁活门打开; 当增压速率小于 450 Pa/s 时, 高速电磁活门关闭 (如图10所示), 整个增压过程中, 增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近 (如图7所示), 满足 GJB 646—88 中的规定。

2) 在高原机场着陆阶段, 座舱压力需由 75.6 kPa 逐渐减压至外界大气压力 (如图6所示), 减压过程中, 高速电磁活门打开 (如图10所示), 排气活门开度逐渐增大 (如图8所示), 座舱开始减压, 因减压过程中座舱压力小于压力制度要求的理论座舱压力值, 绝压调节活门关闭 (如图9所示), 减压速率由高速电磁活门控制; 当减压速率大于 $1\,000 \text{ Pa/s}$ 时, 高速电磁活门关闭; 当减压速率小于 950 Pa/s 时, 高速电磁活门打开 (如图10所示), 整个减压过程中, 减压速率基本控制在 $1\,000 \text{ Pa/s}$ 附近 (如图7所示), 满足 GJB 646—88 中的规定。

3) 在 $6\,000$ 和 $10\,000 \text{ m}$ 高度上, 座舱供气量突然增加时, 座舱压力突然增加, 当座舱增压速率大于 500 Pa/s 时, 高速电磁活门打开以限制增压速率的进一步增加 (如图10所示), 增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近 (如图7所示), 满足 GJB 646—88 中的规定。

4) 在余压飞行阶段, 战斗机以大速率俯冲过程中, 为保持座舱余压不变, 座舱增压速率较大, 与座舱外大气压力的增加速率相同, 不满足人体生理要求, 当座舱增压速率大于 500 Pa/s 时, 高速电磁活门打开以限制座舱增压速率 (如图10所示), 在大速率俯冲过程中, 座舱增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近 (如图7所示), 满足 GJB 646—88 中的规定, 此过程中余压调节活门关闭 (如图9所

示), 由于限制了座舱增压速率, 导致座舱压力小于压力制度要求的理论座舱压力值, 座舱余压也小于压力制度要求的理论座舱余压, 不影响战斗机结构安全。

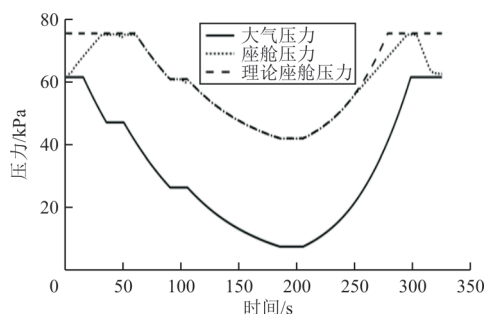


图6 座舱压力

Fig. 6 Cabin Pressure

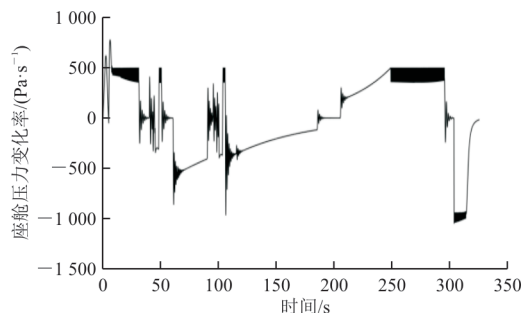


图7 座舱压力变化率

Fig. 7 Cabin pressure rate of change

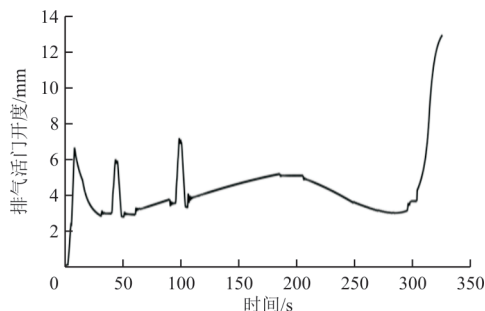


图8 排气活门开度

Fig. 8 Outflow valve position

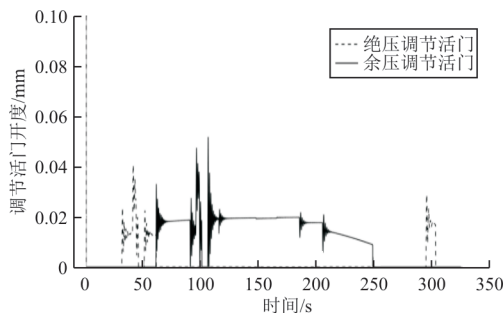


图9 绝压和余压调节活门开度

Fig. 9 Isobaric and differential control valve position

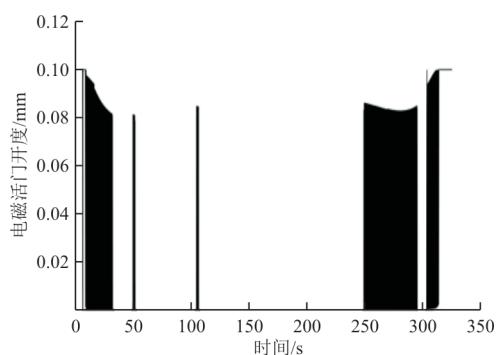


图 10 高速电磁活门开度

Fig. 10 High-speed solenoid valve position

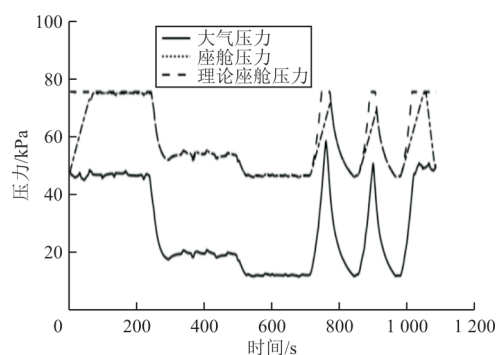


图 13 座舱压力

Fig. 13 Cabin pressure

4 试验验证

为验证本文所提解决方案的有效性,对 6 000 m 高原机场起降地面进行模拟试验,并在座舱增压过程中进行多次供气流量冲击试验和大速率爬升俯冲试验,试验飞行剖面 and 供气流量剖面分别如图 11~图 12 所示,试验结果分别如图 13~图 14 所示,可以看出:在高原机场起飞、供气流量冲击和大速率俯冲过程中,增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近,满足 GJB 646—88 中的规定;在高原机场着陆过程中,减压速率基本控制在 1 000 Pa/s 附近,满足 GJB 646—88 中的规定。

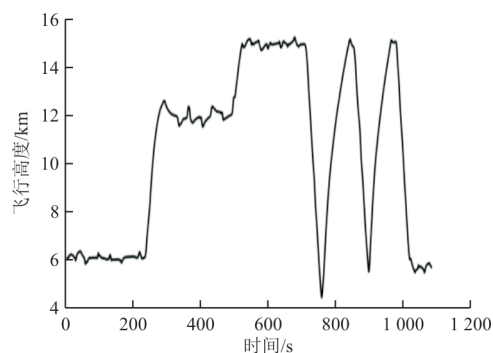


图 11 飞行剖面

Fig. 11 Flight profile

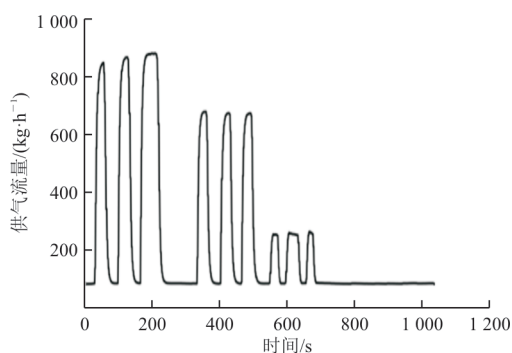


图 12 座舱供气量剖面

Fig. 12 Cabin air inflow profile

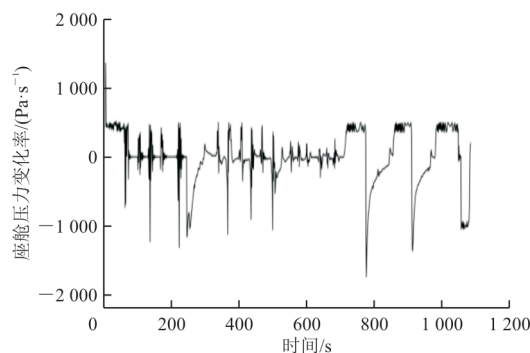


图 14 座舱压力变化率

Fig. 14 Cabin pressure rate of change

5 结 论

1) 在高原机场起飞阶段,座舱压力由外界大气压力逐渐增压至 75.6 kPa 的过程中,增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近,满足 GJB 646—88 中的规定。

2) 在高原机场着陆阶段,座舱压力需由 75.6 kPa 逐渐减压至外界大气压力的过程中,减压速率基本控制在 1 000 Pa/s 附近,满足 GJB 646—88 中的规定。

3) 在座舱供气量突然增加和余压飞行阶段大速率俯冲过程中,增压速率基本控制在 500 Pa/s 附近,满足 GJB 646—88 中的规定。

参考文献

- [1] 王浚,徐杨禾.飞机座舱空气参数控制[M].北京:国防工业出版社,1981.
WANG Jun, XU Yanghe. Control of aircraft cabin air parameters [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1980. (in Chinese)
- [2] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
SHOU Rongzhong, HE Huishan. Aircraft environmental

- control[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)
- [3] 吴豪, 刘猛, 王浚. 小腔对排气活门快速调压能力的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(4): 1245-1254.
WU Hao, LIU Meng, WANG Jun. Effect of balance chamber on rapid pressure regulation ability of outflow valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(4): 1245-1254. (in Chinese)
- [4] WHITNEY T J, LUI T L. Aircraft cabin multi-differential pressure control system: US7066808B2[P]. 2006-06-27.
- [5] HORNER D, ARTHURS T R, ARMSTRONG B. Pop-pet valve for cabin pressure control systems: US20110057141A1[P]. 2011-03-10.
- [6] Aeronautics-Guide. Control of cabin pressure-aircraft pressurization systems (Part 3) [EB/OL]. [2024-01-09]. <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/05/control-of-aircraft-cabin-pressure.html>.
- [7] 郑新华. 气动式座舱压力调节系统关键技术研究 with 优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
ZHENG Xinhua. Key technology and optimization of pneumatic cabin pressure regulating system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [8] 肖华军. 航空供氧防护装备生理学[M]. 北京: 军事医学科学出版社, 2003.
XIAO Huajun. Physiology of aviation oxygen protective equipment[M]. Beijing: Military Medical Science Press, 2003. (in Chinese)
- [9] 中国民用航空局. 高原机场运行: AC-121-FS-2015-21R1[S]. 北京: 中国民用航空局, 2015.
Civil Aviation Administration of China. Plateau airport operations: AC-121-FS-2015-21R1[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2015. (in Chinese)
- [10] 白海云. 飞机座舱压力调节系统高原适应性设计研究[C]// 第六届中国航空学会青年科技论坛. 沈阳: 中国航空学会, 2014: 1444-1448.
BAI Haiyun. Design and research of aircraft cockpit pressure regulating system for high-altitude takeoff and landing[C]// The 6th Chinese Society of Aeronautics & Astronautics Youth Science and Technology Forum. Shenyang: CSAA, 2014: 1444-1448. (in Chinese)
- [11] 刘剑飞, 王伟. 飞机座舱压力调节系统推油门“压耳”故障原因及解决措施研究[J]. 河南科技, 2019(1): 92-95.
LIU Jianfei, WANG Wei. Solution and research of push throttle pressure ear fault in cabin pressure regulating system[J]. Henan Science and Technology, 2019(1): 92-95. (in Chinese)
- [12] 朱治平, 于庆祥, 郜德成, 等. 模拟座舱压力变化对中耳影响的研究[J]. 航天医学与医学工程, 1989(1): 30-35.
ZHU Zhiping, YU Qingxiang, GAO Decheng, et al. Study on the effect of simulated cabin pressure changes on the middle ear[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 1989(1): 30-35. (in Chinese)
- [13] 胡正元, 史秀凤, 范静平. 不同增压速率所引起的耳气压伤特征[J]. 声学技术, 2004(1): 25-28.
HU Zhengyuan, SHI Xiufeng, FAN Jingping. Characteristics and aural barotrauma caused by different compression rate[J]. Technical Acoustics, 2004(1): 25-28. (in Chinese)
- [14] 崔超群. 针对座舱压力增长率的分析与研究[J]. 中国科技纵横, 2013(2): 183-184.
CUI Chaoqun. Analysis and research on the growth rate of cabin pressure[J]. China Science & Technology Overview, 2013(2): 183-184. (in Chinese)
- [15] 刘光辉, 孙迪, 李园园. 飞机智慧座舱发展技术研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 141-148.
LIU Guanghui, SUN Di, LI Yuanyuan. Study on development technology of aircraft smart cockpit[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 141-148. (in Chinese)
- [16] 陈晓明, 朱玉川, 李林飞, 等. 高速电磁阀相移PWM电压驱动策略研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(1): 167-174.
CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan, LI Linfei, et al. Investigation on phase-shifted PWM voltage drive strategy of high-speed solenoid valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(1): 167-174. (in Chinese)
- [17] 魏天航, 朱磊, 赵竞全, 等. 电子气动式座舱压力控制系统建模分析[J]. 系统仿真学报, 2014(3): 720-725.
WEI Tianhang, ZHU Lei, ZHAO Jingquan, et al. Modeling design of electronic-pneumatic cabin pressure control system[J]. Journal of System Simulation, 2014(3): 720-725. (in Chinese)
- [18] 霍昱旭, 李玉忍, 宋颖慧. 飞机座舱压力气动调节系统的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2014, 31(1): 36-40.
HUO Yuxu, LI Yuren, SONG Yinghui. Modeling and simulation of aircraft cabin pressure's pneumatic regulator system[J]. Computer Simulation, 2014, 31(1): 36-40. (in Chinese)
- [19] 孙佳. 开关阀控气缸模型及PWM控制系统的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
SUN Jia. Model of cylinder controlled by on-off valve and system of PWM control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)
- [20] 李云丰, 许杰峰, 许彬, 等. 面向低成本轻量化直流耗能装置的滞环控制策略[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44

(编辑:丛艳娟)

(编辑:马文静)